

---

UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Peperiksaan Semester Kedua  
Sidang Akademik 2004/2005  
*Second Semester Examination  
2004/2005 Academic Session*

Mac 2005  
*March 2005*

**ESA 382/3 – Rekabentuk Sub-sistem Kapal Angkasa**  
*Spacecraft Sub-System Design*

Masa : [ 3 jam]  
Hour : [3 hours]

---

**ARAHAN KEPADA CALON :**  
**INSTRUCTION TO CANDIDATES:**

Sila pastikan bahawa kertas soalan ini mengandungi **DUA BELAS (12)** mukasurat dan **TUJUH (7)** soalan sebelum anda memulakan peperiksaan.

*Please ensure that this paper contains **TWELVE (12)** printed pages and **SEVEN (7)** questions before you begin examination.*

Jawab **LIMA (5)** soalan sahaja. **SATU (1)** soalan dari setiap bahagian dan **SATU (1)** soalan lagi dari mana-mana bahagian.

*Answer **FIVE (5)** questions only. **ONE (1)** question from each part and **ONE (1)** more question from any part of your choice.*

Jawab semua soalan dalam Bahasa Malaysia.

*Answer all questions in Bahasa Malaysia.*

Setiap soalan mestilah dimulakan pada mukasurat yang baru.

*Each questions must begin from a new page.*

**BAHAGIAN A /PART A**

1. (a) Bincangkan mengenai sumber kuasa utama dan sumber kuasa kedua dalam sesebuah kapal angkasa serta berikan dua contoh untuk setiap sumber kuasa tersebut.

*Discuss about the primary and the secondary power source in a spacecraft. Give two examples for each of the power source.*

**(30 markah/marks)**

- (b) Kuasa output jejalur-solar sebuah pengorbit rendah Bumi ialah 500 W. Masa ia berada dalam cahaya matahari ialah 60 minit, dan masa dalam gerhana ialah 30 minit. Kecekapan penghantaran kuasa keseluruhan semasa dalam cahaya matahari ialah 80% dan 79% semasa dalam gerhana. Jika purata kuasa yang digunakan oleh beban semasa dalam cahaya matahari ialah 260 W, berapakah kuasa purata yang tertinggal untuk penggunaan semasa dalam gerhana?

*The solar-array output power of a low Earth orbiter is 500 W. The time in daylight is 60 minutes, and the eclipse time is 30 minutes. The lumped day time transmission efficiency is 80%, and the lumped night time efficiency is 79%. If the average power consumed by the loads during the daytime is 260 W, what is the average power available for nighttime consumption?*

**(30 markah/marks)**

- (c) Dalam sebuah kapal angkasa, kuasa elektrik harus di kawal untuk memenuhi keperluan semasa mod kuasa tinggi dan mod normal. Dua kaedah telah digunakan untuk mengawal kuasa elektrik di dalam kapal angkasa, iaitu Pemindahan Tenaga Terus dan Pengesanan Kuasa Tinggi. Terangkan pemahaman anda mengenai kaedah-kaedah ini.

*In a spacecraft, electrical power needs to be regulated to meet the requirement during the peak power mode or normal mode. Two methods have been used to regulate the electrical power in a spacecraft, which are Direct Energy Transfer (DET) and Peak Power Tracking (PPT). Describe your understanding about these methods.*

**(40 markah/marks)**

2. Saizkan sistem kuasa elektrik untuk sebuah kapal angkasa untuk menyokong beban 1500 W di orbit bulat pada ketinggian 1000 km untuk jangka hayat 10 tahun.

Diberikan:

Voltan Bas : 23 V AT

Sel Solar Silikon:  $\eta = 14 \%$

Ketumpatan Kuasa: 25 W/kg

Pemindahan Tenaga Terus

Ketumpatan Tenaga: 30 W hr/kg

Kedalam Discaj Maksimum: 30 %

Degradasi Asal: 80 %

Degradasi Tahunan: 3 %

Sudut matahari maksimum:  $23^\circ$

Sudut antara satah orbit dan arah matahari : 0

Tentukan:

- (a) Output kuasa Jaluran solar

**(40 markah)**

- (b) Sais dan Berat Jaluran solar

**(30 markah)**

- (c) Berat kesemua bateri

**(30 markah)**

*Size the electrical power system for a spacecraft to support a 1500 W load in 1000 km circular orbit with a 10 year lifetime.*

*Given:*

*Bus voltage: 23 V DC*

*Silicon Solar Cells:  $\eta = 14\%$*

*Solar Cell Power density: 25 W/kg*

*Cell packing factor,  $p = 0.6$*

*Energy density: 30 W hr/kg*

*Maximum DOD: 30 %*

*Inherent degradation,  $I_d$ : 80 %*

*Annual degradation,  $L_d$ : 3 %*

*Worst case sun angle:  $23^\circ$*

*Sun illumination =  $1350 \text{ W/m}^2$*

*Determine:*

(a) *Solar array power output*

**(40 marks)**

(b) *Size and mass of solar array*

**(30 Marks)**

(c) *Mass of batteries*

**(30 Marks)**

**BAHAGIAN B / PART B**

3. (a) Bincangkan mengenai peranan subsistem kawalan terma di dalam sebuah kapal angkasa. Senaraikan punca-punca haba untuk kapal angkasa dan berikan sekurang-kurangnya tiga masalah yang akan dihadapi oleh kapal angkasa sekiranya suhu tidak dikawal dengan sempurna.

*Discuss the role of thermal control subsystem in a spacecraft. List the heat sources for a spacecraft and give at least three drawbacks if the temperature in a spacecraft is not controlled properly.*

**(30 markah/marks)**

- (b) Sesetengah kapal angkasa menggunakan selimut penebat multi-lapisan sebagai cara untuk mengekalkan tenaga haba. Terangkan mengenai pembinaan asas dan prinsip fizikal selimut tersebut.

*Some satellites use multi-layer insulating blankets to retain heat. Explain the basic construction and physical principles behind such blankets.*

**(30 markah/marks)**

- (c) Dengan mengambil kira 30 lapisan selimut dengan kebolehpancaran lapisan-lapisan dalam ialah 0.4 dan lapisan luar ialah 0.6 dan dengan menganggap kuasa pancaran keseluruhan ialah 15W per unit kawasan pancaran. Kirakan nilai-nilai suhu di dalam dan di luar, kebolehpancaran efektif dan sama serta konduktiviti efektif.

*Consider a 30 layer blanket for which the emissivity of the inner layers is 0.4 and for which the outer surface emissivity is 0.6. Assuming a net radiated power of 15 W for a unit radiating area. Calculate values of the inner and outer temperatures, the effective and equivalent emissivities, and the effective conductance.*

**(40 markah/marks)**

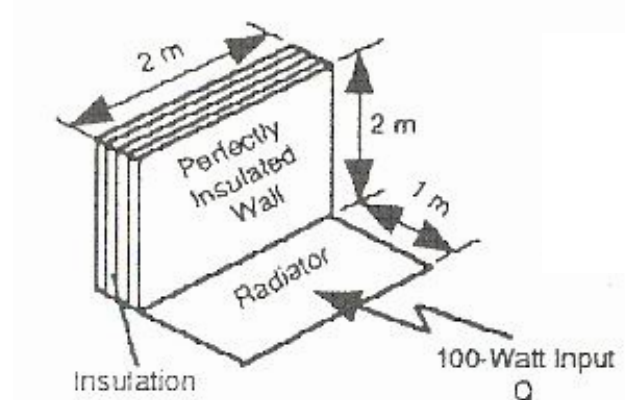
4. (a) Bincangkan peranan jejalar dalam mengawal keadaan terma sesebuah kapal angkasa.

*Discuss the role of louvers in controlling a spacecraft thermal condition.*

**(20 markah/marks)**

- (b) Dengan menggunakan teknik rangkaian Oppenheim, carikan faktor pandangan yang diperlukan dan suhu setiap permukaan yang ditunjukkan dalam gambarajah di bawah. Diberikan  $F_{R-W} = 0.29$ , kebolehpancaran permukaan = 0.8 dan sistem yang ditunjukkan terlindung daripada cahaya matahari, albedo dan radiasi IR Bumi

*Using the Oppenheim network technique, find the necessary view factors and the temperature of the surfaces for the diagram shown below. Given  $F_{R-W} = 0.29$ , emissivity of surfaces = 0.8 and the system shown below is shadowed from the Sun, unaffected by albedo and Earth IR radiation*



**40 markah/marks)**

- (c) Sebuah kapal angkasa berbentuk sfera digunakan untuk misi berdekatan matahari. Kulit luaran kapal angkasa tersebut diperbuat daripada bahan berkonduksi haba tinggi dan ia distabilkan secara putaran. Dua keadaan ini menyebabkan haba yang seragam pada kulit luaran kapal angkasa tersebut. Kebolehpancaran  $\epsilon_{IR}$  dan kebolehserapan  $\alpha_s$  kulit luaran ialah 0.85 dan 0.1 masing-masing. Dengan menganggap ia berada dalam keadaan mantap dan tiada haba terhasil dari dalam kapal angkasa, apakah suhu kulit luaran, dalam darjah Celsius, dan jika pemalar matahari ialah  $8 \times 10^8 \text{ W/m}^2$ . Ini bermakna flux matahari ialah  $8 \times 1371 = 10986 \text{ W/m}^2$ .

*A spherical spacecraft is used for a near solar mission. The outer skin of the spacecraft is made of a material that has high thermal conductivity, and the spacecraft is spin stabilized. These two conditions cause the temperature of the spacecraft's outer skin to be uniform. The emissivity  $\epsilon_{IR}$  and the absorptivity  $\alpha_s$  of the outer skin are 0.85 and 0.1, respectively. If steady-state condition is assumed and there is no heat generation within the spacecraft, what is the skin temperature, in degree Celsius, if the solar constant is 8? This means that the solar flux is  $8 \times 1371 = 10986 \text{ W/m}^2$ .*

**(40 markah/marks)**

**BAHAGIAN C / PART C**

5. (a) Lakarkan keseluruhan sistem telemetri dan telearahan secara terperinci dan terangkan fungsi setiap komponen dalam sistem tersebut secara ringkas.

*Draw the overall telemetry and telecommand system details and describe the function of each component in the system briefly.*

**(40 markah/marks)**

- (b) Apakah tujuan pengkodan data dalam sistem TT& kapal angkasa dan terangkan satu kaedah skim pengkodan yang digunakan?

*What is the purpose of encoding the data in spacecraft TT&C system and describe briefly one method of coding scheme?*

**(30 markah/marks)**

- (c) Apakah kadar trafik maksima bus dalam bits per saat di bawah keadaan-keadaan berikut:

- (i) 200 penerima 8-bit dengan keluaran 10 kali/saat
- (ii) 100 bacaan diskret yang dibaca sekali per saat
- (iii) 100 bacaan penerima 16-bit 100 kali/saat
- (iv) Keluaran kawalan atitud 2000 bit, 40 kali/saat
- (v) Keluaran beban bayar A 1 Mbps
- (vi) Keluaran beban bayar B 100 Mb/jam untuk 6 min

*What is the maximum bus traffic rate in bits per second under the following conditions:*

- (i) 200 8-bit sensors outputting 10 times/s
- (ii) 100 1-bit discrete readings read once per second
- (iii) 100 16-bit sensors read 100 times/s
- (iv) Attitude control outputting 2000 bits, 40 times/s
- (v) Payload A outputting 1 Mbps
- (vi) Payload B outputting 100 Mb/h for 6 minutes

**(30 markah/marks)**



6. (a) Diberikan yang berikut:

- Saiz CLTU arahan ialah 20,000 perkataan 16 bit. CLTU disimpan dalam komputer kapal angkasa
  - Pautan ke atas dikodkan secara perlingkaran ( $k=7$ , Kadar  $1/2$ )
  - Terdapat 200 bit pada pengepala dan pengekor,
  - Kadar ralat pautan ialah  $10^{-5}$
  - Kadar penghantaran pautan ke atas ialah 2000 simbol/saat
- (i) Berapakah masa yang akan diambil untuk menghantar mesej ke komputer kapal angkasa? Anggap tiada ralat dan abaikan jarak penghantaran.
- (ii) Berapakah masa yang akan diambil untuk mendapatkan arahan CLTU yang disahkan dalam memori komputer? Anggap arahan CLTU yang diterima dihantar ke stesen bumi dan perkataan yang silap dihantar kembali sekali.
- (iii) Berapakah masa yang diperlukan untuk mendapatkan arahan CLTU yang disahkan dalam memori komputer sekiranya kapal angkasa berada sejauh 250 juta kilometer pada orbit Venus?

*Given the following:*

- *The size of the command CLTU is 20,000 16 bit words. The CLTU is to be stored in the spacecraft computer*
  - *The uplink is Convolutional coded ( $k=7$ , Rate  $1/2$ )*
  - *There are 200 bits in the header and trailer,*
  - *The link bit error rate is  $10^{-5}$*
  - *The uplink transmission rate is 2000 symbols/s*
- (i) *How long will it take to get the message into the spacecraft computer memory assuming no errors are made and the distance is negligible?*
- (ii) *How much transmission time will it take to have a validated command CLTU in the computer memory assuming the received command CLTU is transmitted to the ground for checking and the erroneous words are transmitted once?*
- (iii) *How long would it take to establish a validated command CLTU in the computer memory if the spacecraft were 250 million kilometer away in Venus orbit?*

**(60 markah/marks)**

- (b) Apakah yang dimaksudkan dengan Modulasi Kod Denyut?

*What is Pulse Code Modulation?*

**(20 markah/marks)**

- (c) Terangkan secara ringkas mengenai pengkoden blok dan pengkoden *Convolutional*.

*Briefly describe about block coding and Convolutional coding.*

**(20 markah/marks)**

**BAHAGIAN D / PART D**

7. (a) Terangkan perbezaan antara sistem dorongan dwi bahan api dan sistem dorongan hibrid. Apakah kelebihan dan kekurangan menggunakan bahan api pejal dalam sistem dorongan anda?

*Explain the difference between a bipropellant propulsion system and a hybrid propulsion system. What are the advantages and disadvantages of using solid fuel in your propulsion system?*

**(30 markah/marks)**

- (b) Sistem dorongan elektrik sering digunakan dalam kapal angkasa bersaiz kecil dan misi luar bumi. Terangkan kelebihan menggunakan dorongan elektrik untuk misi-misi tersebut. Terangkan juga perbezaan di antara sistem dorongan elektrik dan sistem dorong biasa serta terangkan dua jenis dorongan elektrik yang digunakan dalam misi angkasa

*Electric propulsion system often being used in small spacecraft and interplanetary missions. Describe the advantages of using electric propulsion for those missions. Briefly describe the difference of electric propulsion system and conventional propulsion system used in spacecraft and also describe two types of electric propulsion system.*

**(30 markah/marks)**

- (c) Sebuah kapal angkasa mempunyai ciri-ciri berikut: a) sepasang pendorong yang sejauh 1.8 m dari pusat jisim; b) momen inersia pada paksi Z ialah  $2700 \text{ kgm}^2$ ; c) dorongan setiap enjin ialah 0.9 N. Apakah masa minima yang diperlukan oleh kapal angkasa tersebut untuk membuat putaran sebanyak 65 darjah pada paksi Z? Berapa banyakkah bahan api yang digunakan jika  $I_{sp}$  ialah 185 saat?

*A spacecraft has the following characteristics: a) thruster pair, each located at 1.8 m radius from the center of mass; b) moment of inertia of  $2700 \text{ kgm}^2$  about the Z axis; c) thrust of each engine is 0.9 N. What is the minimum time for the spacecraft to maneuver through a 65 degree rotation about the z axis? How much propellant is consumed at a specific impulse of 185 s?*

**(40 markah/marks)**

- 8 (a) Apakah peranan sistem dorongan dalam sesebuah kapal angkasa?

*What are the roles of propulsion system in a spacecraft?*

**(20 markah/marks)**

- (b) Sebuah kapal angkasa mempunyai sistem dorongan tunggal yang boleh menghasilkan subscript sebanyak 225 saat. Berapa banyak bahan api yang diperlukan memperbetulkan orbit jika  $\Delta V$  sebanyak 200m/s diperlukan dan kapal angkasa tersebut adalah seberat 950 kg di akhir pembakaran?

*A spacecraft has a monopropellant propulsion system that delivers an subscript of 225 s. How much propellant would be consumed to trim the orbit if a  $\Delta V$  of 200 m/s were required and the spacecraft weighed 950 kg at the end of the burn?*

**(30 markah/marks)**

- (c) Sebuah satelit kecil seberat 300 kg mempunyai sistem dorongan seberat 10 kg. 95% daripada sistem dorongan tersebut adalah berat kering dan selebihnya adalah bahan api dengan subscript 200 saat. Jika anda ingin meningkatkan keupayaan  $\Delta V$  keseluruhan, anda boleh menggunakan bahan api dengan Isp 300 saat atau merekabentuk semula sistem dorongan tersebut supaya bahagian berat kering dikurangkan 10% tetapi berat keseluruhan sistem dorongan tersebut tetap tidak berubah. Kirakan keupayaan  $\Delta V$  keseluruhan dan tentukan sama ada merekabentuk sistem dorongan tersebut atau menggunakan bahan api beroktan lebih tinggi lebih efisien.

*A small satellite of mass 300 kg has a 10 kg propulsion system on it. 95% of this propulsion system is dry mass (electronics plus hardware) and the rest is propellant with an subscript of 200 seconds. If you wish to increase the total  $\Delta v$  capability and can either switch to a different propellant of Isp 300 seconds or can redesign the propulsion system so the dry mass fraction is reduced by 10% but the overall mass of the propulsion system remains unchanged. Calculate the total  $\Delta v$  capability and thus determine whether it is more efficient to redesign the system or use higher octane fuel.*

**(50 markah/marks)**

ooo000ooo